

# 先进激光测量技术在航空发动机燃烧室 研发中的应用

王培勇 邢 菲

(厦门大学 航空系 福建厦门 361005)



**摘要** 在航空发动机燃烧室的研发过程中,传统的测量手段往往有时无法实施或不能满足精确捕捉流场信息的要求,发展新型、高精度测量以及先进诊断技术势在必行。重点介绍了适用于航空发动机燃烧室测量的先进激光测试技术,并与传统测量方法进行了比较。发动机燃烧室内的流场测量包括速度测量、温度和组分质量分数测量。氢氧根离子标记测速(HTV)方法适用于有化学反应流场的速度测量,而拉曼散射测量技术可以同时测量多种组分的质量分数和温度。利用这些激光测量技术的特点,可以使其在燃烧室的点火、贫油熄火及排放等性能的研究中发挥重要作用。

**关键词** 激光测量;分子标记法;航空发动机;燃烧室;拉曼散射

王培勇(1976)男,博士,副教授,主要研究方向为层流火焰基本理论/湍流燃烧数值方法、计算流体力学、节能减排技术和高精度激光测量技术。

基金项目 国家自然科学基金(11002125和51106131)、中央高校基本科研业务费专项资金(2010121045)、教育部留学人员启动资金(J20120104)资助

收稿日期 2012-04-25

## Advanced Laser Measurement Technology for Aeroengine Combustor Research and Development

WANG Pei-yong, XING Fei

(Department of Aeronautics, Xiamen University, Fujian Xiamen 361005, China)

**Abstract:** The traditional methods of measurement can't meet the requirements of accurate capturing of the flow field in the development process of the aeroengine combustor. Therefore, the development of high-precision measurement and diagnostic techniques was imperative. The advanced laser diagnostic tools suitable for aeroengine combustor measurement were introduced importantly and compared with the traditional measurement methods. The flow field measurement in the combustor include the measurement of velocity, temperature, and species concentration. Hydroxyl Tagging Velocimetry (HTV) method is applicable to the velocity measurement in the chemical reaction flow field. Raman scattering technology can measure a variety of species concentrations and temperature simultaneously. The laser diagnostic technique would play an important role in the study of ignition, extinction, and pollutant emission characteristics of the aeroengine combustor.

**Key words:** laser measurement; Molecular Tagging Velocimetry; aeroengine; combustor; Raman scattering

## 0 引言

燃气轮机技术对国防建设与能源安全和实现环境可持续发展具有重要意义,拥有独立研发燃气轮机的技术能力迫在眉睫<sup>[1]</sup>。该技术无论是对军用航空领域的动力需求(提高推重比),还是对地面设备民用领域的能源需求(提高热循环效率),其发展趋势都是增大发动机压比以提高循环效率,提高涡轮进口温度(燃烧室出口温度)以提高单位推力<sup>[2-3]</sup>。由此相应地对

发动机燃烧室的测量技术提出了更高要求。然而传统的测量手段已无法实施或不能精确捕捉发动机燃烧室内部的复杂物理现象,使各种发动机燃烧流场的物理图像至今仍不清晰。对此,新型激光测试技术拥有传统接触式测量不可比拟的优点,最大优势是能够实现非接触式无干扰测量和进行发动机燃烧室内复杂流场(如温度场、速度场、压力场、组分质量分数场等)的测量,符合流动参数的测量要求。由于激光测速技术和流场显示技术在试验领域的应用,从逐点测量变

为全场测量,使试验研究水平大为提高,所获试验数据能够准确反映燃烧室的真实工况,并已部分在航空发动机研发中得到应用<sup>[4-5]</sup>。

本文对新型的激光测试技术在航空发动机燃烧室设计中的应用进行分析。

## 1 激光测速技术

传统的测量手段,因探头干扰流场、引起激波破坏流场或因探头的催化作用,均可使测量不精确<sup>[4-5]</sup>。同时,发动机燃烧室内部流动还具有强时变、强物理场耦合的特点,也给测量增加了难度。

燃烧室内流场的高速和高温特征决定了需要摒弃对流场具有较大干扰作用的测量方法。目前较为成熟的技术是基于示踪粒子的测量方法(Particle-Based Velocity Methods)。典型的基于示踪粒子的测量工具有:激光多普勒测速仪(LDV)、粒子图像测速仪(PIV)和平面多普勒测速仪(PDV)等<sup>[7-8]</sup>。

在试验过程中,基于示踪粒子的测量方法需使用远大于分子尺寸的示踪粒子。在高速来流条件下,示踪粒子在来流相对速度方向上受到不可忽略的阻力、虚拟质量力和 Basset 力,使示踪粒子的速度与被测流场的速度存在较大差别,所以该类方法在高速试验中存在测量精度不高的缺点。在内流试验中,示踪粒子易迁移至壁面,在较短时间内试验记录所需的透明观测窗将被遮蔽。另外,由于示踪粒子分布不均匀,可能使测量区域内的粒子数目不够,而对于航空发动机这样的大型设备需要使用大量的示踪粒子,从而造成测量成本较高。更为严重的是,在整机测试中,由于固体粒子对下游涡轮叶片的刮擦破坏,有可能造成叶片严重损伤而不可继续使用。

### 1.1 分子标记法

针对传统测速方法在发动机试验中的不足,自20世纪末以来,美国等发达国家不断探索新的高精度测量方法和技术。其中分子标记法(MTV)具有较大的潜力,得到了快速发展<sup>[9-10]</sup>。

分子标记法使用激光格栅标记加入流场中的气体分子或原子,在给定的时间( $\mu\text{s}$ 级)延迟后,使用平面激光扫描标记分子的新位置从而得到位移,可以无干扰精确地测量速度场。在试验中,常用做标记的有丙酮、一丁二酮、一氧化氮、二氧化氮或钠等,这些气体分子、原子或离子中某些具有毒性,或费用较高,不

利于实际使用。鉴于此,美国 Vanderbilt 大学激光燃烧诊断实验室开发了无需添加额外气体分子或原子的分子标记方法,即采用氢氧根离子标记测速(HTV)。该方法由 193 nm 激光通过分光镜分为 2 束,分别通过栅格光学组件形成菱形的激光网格。在激光网格通过的流场,高能量的紫外激光会分解流场中的气体  $\text{H}_2\text{O}$  分子生成 OH 根离子(标记分子),此时 OH 根离子的位置就是激光网格的位置,这个过程就是激光“写”过程,经过预先设置的 1 个时间延迟后,1 束平面激光扫描流场,通过 OH 离子的激光诱导荧光来读取 OH 离子的新位置,这个过程称为激光“读”过程。通过软件测量网格节点时间延迟前、后的位置可得 OH 离子的位移,除以时间可获得 OH 离子速度。

### 1.2 分子标记法的应用实例

目前,HTV 技术的应用有一定要求和限制,如:需要自行设计系统,设备投资成本高,对设计和操作水平要求高,同时,HTV 技术的测量区域比传统 PIV 技术的略小,对于大区域测量,需要逐段扫描。但是由于其卓越的测量能力,该技术已经在航空航天相关领域研制中得到应用。

在 HTV 方法的测量中,标记气体分子 OH 通过激光激励技术在激光束的近旁区域由被测气体中的水蒸气分解产生。美国 Vanderbilt 大学利用 HTV 技术对超声速进气的冲压发动机燃烧室内凹腔速度场(冷态)进行了测量<sup>[11]</sup>。

凹腔的几何结构和尺寸如图 1 所示,试验系统如图 2 所示,试验激光格栅如图 3 所示,试验结果分析如图 4 所示。



图1 冲压发动机燃烧室凹腔几何结构

对于  $11 \times 11$  的激光网格,可以同时测量流场中 121 个点的速度。HTV 方法使用 1 台 ICCD 相机进行 2 维流场测量,如使用 2 台成一定角度的 ICCD 相机

可进行3维流场测量。该方法适用于有化学反应的流场,其空间解析精度为 $10\sim 100\ \mu\text{m}$ ,时间解析精度小于 $1\ \mu\text{s}$ ,速度精度可达 $\pm 1\%$ 。

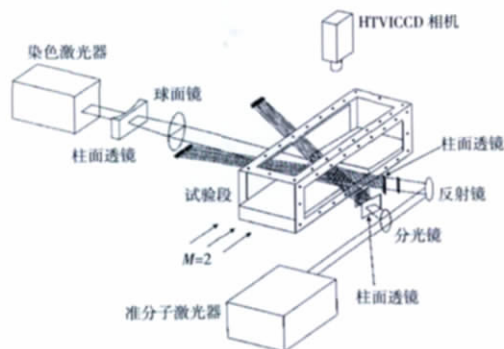


图2 HTV的测量系统

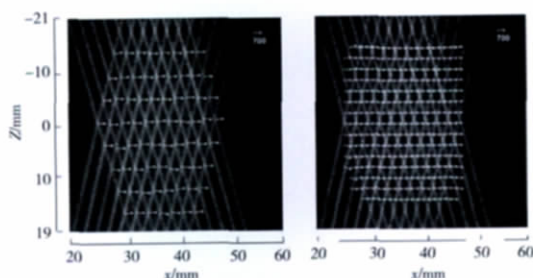


图3 凹腔速度场测量中使用的激光格栅

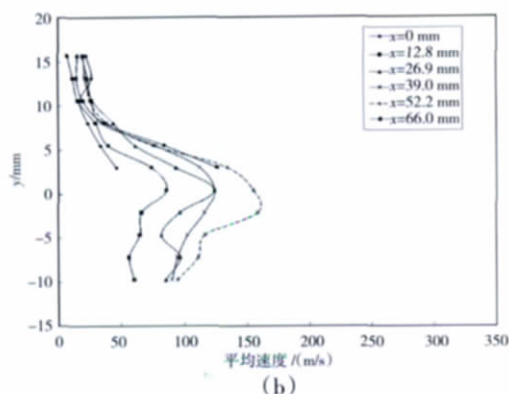
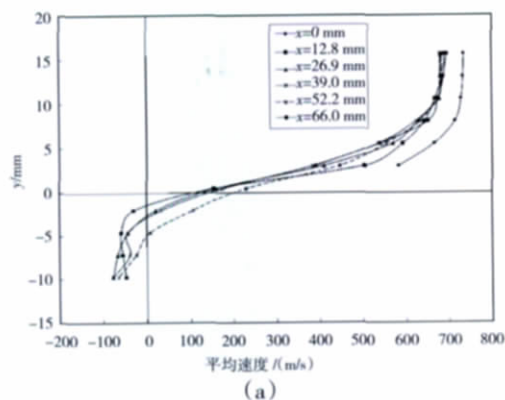


图4 凹腔内不同位置处平均速度和均方根速度

## 2 激光测量温度组分技术

平面激光诱导荧光(PLIF)技术是激光测量技术之一,可同时测量流场中的多个参数,在超声速和高超声速流场研究中占有独特地位,已成为研究燃烧流动的有效诊断方法。

PLIF技术可利用燃烧所产生的自由基作为示踪粒子,分析燃烧状态下的流动。其测速原理与DGV技术的相似,激光照射到自由基上发出荧光信号;由于自由基的运动,荧光产生多普勒频移(多普勒效应),从而得到自由基的运动速度。常见的待测自由基有OH、HCHO、CH、CO、CO<sub>2</sub>、NO、NO<sub>2</sub>等<sup>[7-8]</sup>。

应用PLIF技术进行燃烧场的测量时有一定局限性。首先,PLIF技术受到激光器的限制,目前大多测量的是燃烧中间产物,其结果能否真实反映燃烧场的性质和信息还有待考察;其次,目前PLIF技术对温度、组分的测量实际上只是简单演示了其测量能力(偏重预混可燃气体经典流动),其工程应用还需在实践中继续检验。

### 2.1 拉曼散射测量原理

气体分子对光子的弹性散射为瑞利散射,相互之间没有能量交换,入射光与散射光频率相同;拉曼散射是气体分子对光子的非弹性散射,光子和分子有能量交换,散射光与入射光的能量不同,即频率不同。从理论上讲,对于频率足够大的入射光,气体分子都会产生拉曼和瑞利散射。使用拉曼散射进行激光测量要求光源是单一频率的大功率激光,光源可为可见光或紫外光。

当光子和分子相互作用损失能量、光子频率降低时,散射过程为斯托克斯拉曼散射;反之,当光子从分子获得能量、频率增大时,散射为反斯托克斯拉曼散射。量子力学理论表明,气体分子的能量是不连续的,能级是离散的,双原子和多原子气体分子的能量包含平动能、转动能(对应量子数 $J$ )、振动能(对应量子数 $v$ )和电子能等。其中平动能因为能级微小,可认为是连续变化,其他能量形式则为明显的离散能级。当气体分子和光子发生能量交换时,气体分子转动能级或振动能级发生改变,从光子吸收或给予光子离散能级差从而改变光子频率。因为每种分子的转动和振动能级不同,所以拉曼散射的频率也不相同,可以用来区别分子。同时,由于散射信号与分子质量分数成正比,所



以拉曼散射可以用来同时测量多组分气体的组分质量分数。在激光燃烧诊断中,因为振动能级大,散射信号频率变化明显,常用的是振动拉曼散射( $\Delta v = \pm 1$ )。

瑞利散射、斯托克斯振动拉曼散射和反斯托克斯振动拉曼散射过程如图 5 所示,箭头的粗细表示散射信号的强度。拉曼散射的信号明显弱于瑞利散射信号,所以测量中需将瑞利散射信号过滤掉。而且斯托克斯散射信号明显强于反斯托克斯散射信号,所以大部分激光燃烧诊断测量使用斯托克斯拉曼散射。

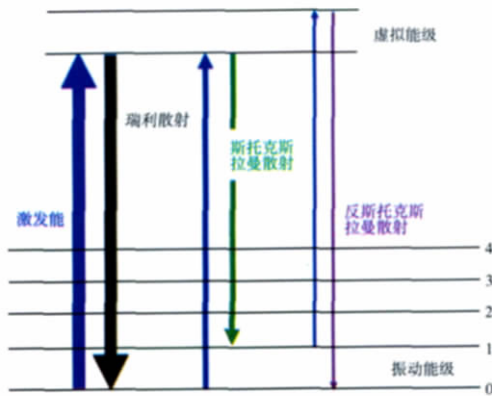


图 5 瑞利和拉曼散射过程

拉曼散射的信号强度为

$$I_{\text{Raman}} = C(T) \sigma L N I \quad (1)$$

式中:  $C(T)$  为依赖于温度的标定参数;  $\sigma$  为拉曼散射的截面;  $L$  为激光束的长度;  $N$  为气体组分质量分数;  $I$  为激光能量。

因为散射截面与波长的 4 次方成反比,所以使用波长越小(频率越高)的激光光源,散射信号急剧增加。这就是紫外激光拉曼散射能够进行单脉冲动态测量的原因。可见光拉曼散射信号较弱,需要进行较长时间的测量以积累足够多的散射信号,常用于稳态燃烧测量。紫外激光拉曼散射则对快速变化的流场或湍流信息捕捉方面具有明显优势。

## 2.2 拉曼散射测量的应用实例

与 HTV 技术相似,拉曼散射温度与质量分数测量技术的应用也存在一些限制,如:拉曼散射初期设备投资高(仅紫外拉曼散射的专用激光器就需要 30 万美元),系统设计和数据处理复杂,对设计和操作水平要求高。目前市场上没有成熟的商业试验系统,需要经验丰富的设计人员自行购买设备搭建。

美国 Vanderbilt 大学完成了可见光和紫外光拉曼散射系统的搭建,其中可见光系统具体配置如图 6

所示<sup>[10]</sup>。该系统使用倍频的脉冲 YAG 激光(波长为 532 nm,脉冲时间为 7 ns,频率为 10 Hz)。激光束通过 0 阶波片和平面偏光镜实现能量连续调节。随后光束通过 1 个脉冲扩展器(脉冲扩展通过 3 个分光镜和对应的光学回路使分光有不同的时间延迟)。脉冲扩展可将激光束的脉冲时间从 7 ns 拓展到 150 ns,其目的是降低单位时间激光的能量流,从而避免聚焦后由于能量密度过大而引起火花。脉冲扩展后的激光通过焦距为 300 mm 的聚焦镜头聚焦为直径为 150  $\mu\text{m}$  的光束,聚焦光束通过处会有较强的拉曼散射,在 90° 方向通过 1 个 F/2(直径 76.2 mm)和 F/7.5 的消色差透镜组收集拉曼散射信号。收集到的拉曼散射信号通过光谱仪将不同测量点、不同频率的散射信号投射到液氮冷却的背光 CCD 相机芯片(1024×1024 像素)上的不同位置。光谱仪前通过 1 个液晶快门(45  $\mu\text{s}$ )和 1 个机械快门(4.2 ms)来减少环境和火焰光线进入相机,同时还有过滤片屏蔽较强的瑞利散射信号和过滤片来屏蔽火焰的红外辐射光线。通过 Ronchi 光栅测出沿着光束方向的空间解析度为 98  $\mu\text{m}$ ,所以,该系统的空间测点是(空间解析度)直径为 150  $\mu\text{m}$ 、长为 98  $\mu\text{m}$  的微小圆柱。

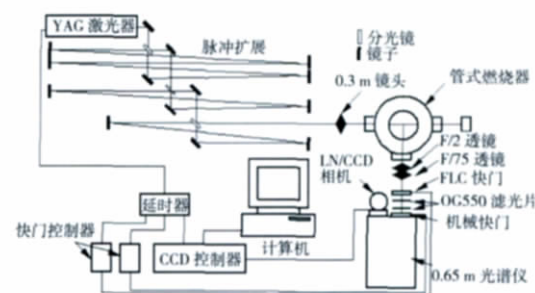


图 6 Vanderbilt 大学燃烧激光诊断实验室可见光拉曼散射系统配置

作者曾在 Vanderbilt 大学通过应用 Hencken 燃烧器来实现对拉曼散射系统的标定和验证。通过 Hencken 燃烧器形成许多微小的扩散火焰,在燃烧器往上约 10 cm 处燃烧产物处于绝热平衡状态,通过 Chemkin Equil 程序可计算出燃烧产物质量分数和温度。通过已知的温度和组分质量分数来标定和验证拉曼散射系统。

本文使用 Vanderbilt 大学的可见光拉曼散射系统测量了管形火焰的温度场和质量分数场,如图 7、8 所示。图中显示了试验使用的激光器、管形燃烧器和管形火焰,还有 CCD 相机拍到的拉曼散射信号,测量

温度、质量分数场和数值计算的比较结果证实了 CFD 程序和基元化学反应机理的准确性。

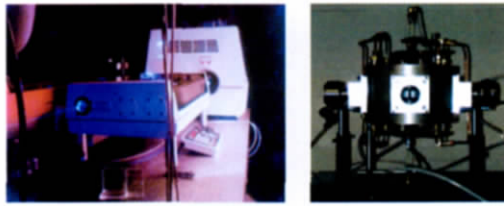


图7 测量系统和管形燃烧器

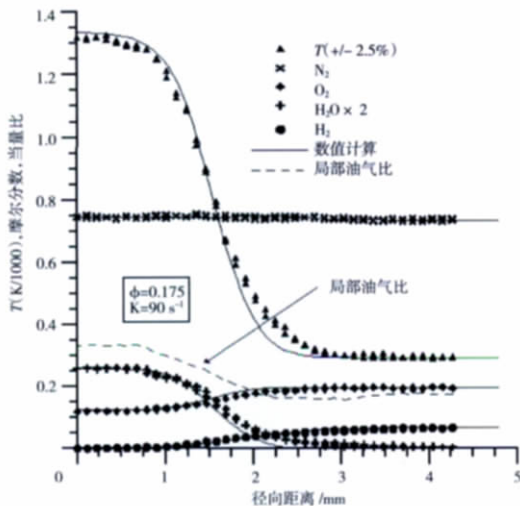
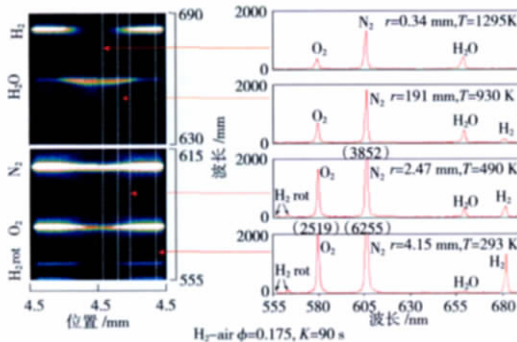


图8 可见光拉曼散射测量管形火焰温度场和质量分数场

美国怀特空军基地使用 Vanderbilt 大学的紫外激光拉曼散射系统<sup>[11]</sup>进行进口马赫数为 2 的超声速发动机燃烧室内温度、质量分数场测量,通过测量提供了燃烧室内的详细流场信息,对于燃烧室 CFD 模拟的校核和燃烧室设计很有帮助。

### 3 先进激光测量技术的应用方向

#### 3.1 点火技术

点火/高空再点火能力是衡量发动机可靠性的 1

个重要标准。目前点火电嘴的初步选择主要根据 Lefebvre<sup>[12]</sup>提出的基于时间的总点火模型,其特征时间主要分为淬熄时间、蒸发时间和化学反应时间。从而得到最小点火能量

$$Ei=c_p\rho_a\Delta T_{st}\frac{\pi}{2}d_q^3 \quad (2)$$

式中  $p_a$  为燃烧室内气流的理论密度,  $\Delta T_{st}$  为燃烧室内气流的理论温升,  $d_q$  为最小核心火团尺寸直径(也称为淬熄直径),是油气混合物速度、密度以及上述 3 种特征时间的函数。

采用先进激光测量系统可以精确高效地获得燃烧室内流场的速度、温度和质量分数,可以对这种半理论半经验的关系式起到良好的改进和支撑作用。有了温度和质量分数信息,还可以使用软件(比如 CHEMKIN)进行点火条件和点火延迟时间的精确计算。

在高空再点火技术的应用研究阶段,通常会将电嘴布置在多头部的矩形或扇形燃烧室试验段内进行点火试验。如果试验进行得不顺利,在不了解燃烧室点火电嘴周围流场和质量分数场信息的情况下,通常会单向地增加电嘴能量、改变电嘴位置或提高点火油气比。这样即使暂时解决了问题,但并不了解其中的真正原因,存在一定的盲目性。在多次试验时还会浪费大量的时间和经费。

采用先进激光测量系统可以精确高效地测量燃烧室点火电嘴附近气流的速度、温度和密度,辅以液滴粒径分布的测量。可以根据试验测试结果诊断电嘴附近区域的气流温度是否过低、气流速度是否过高、回流区形成的充分与否,乃至电嘴附近液滴粒径的大小是否合适等,以彻底查清点火故障的原因。

由此,对某种类型燃烧室、点火电嘴和喷油嘴的结合方式做出评估。通过多次试验所建立起的相关试验数据库,可对后续工作提供极大便利。

#### 3.2 贫油熄火边界

燃烧室燃烧稳定工作范围的下边界是贫油熄火边界,是发动机的最小稳定工作状态。传统的燃烧室贫油熄火边界是在初级设计阶段凭借经验设置好相应的回流区,创造高温燃气与燃油的混合条件,然后确定气流参数,降低燃油供给量或固定燃油流量,增大气流速度,在熄火时得到熄火的油气比。

采用先进激光测量系统及其拓展系统后可以对燃烧室的 3 维流场、组分场、温度场和液滴粒径进行

精确测量。通过测量可以观察到火焰逐渐缩短至喷嘴出口附近,查看燃烧室头部及边界层是否存在流动分离、不稳定流动区域和倒流,主回流区的位置和流动状态随着油气比的减小如何变化。通过这些信息获得的贫油熄火边界要比单一油气比的数值更有说服力。在燃烧室机理试验和应用技术试验中可发挥重要的作用。

在研究贫油熄火极限的过程中,Lefebvre 研究了不同燃油的属性、主燃烧区流量分配和燃烧室进口参数的变化对几种发动机(包括 J79-17A、J79-17C、F101、TF41、TF39、J85、TF33 和 F100)燃烧室的燃烧性能的影响。Lefebvre 在大量发动机数据基础上总结了慢车工况贫油熄火的经验关系式<sup>[13]</sup>,主要考虑了油滴蒸发、雾化、化学反应动力学及工况的影响。Lefebvre 的贫油熄火经验关系式为

$$(f/a)_{\text{LBO}} = \left[ \frac{A}{V_c} \right] \left[ \frac{\dot{m}_a}{P_b^{1.3} \exp(T_b/300)} \right] \left[ \frac{SMD^2}{\lambda_r H_{u_r}} \right] \quad (3)$$

式(3)对于传统燃烧室有很好的借鉴作用,但是在先进新型燃烧室的预研中需要对其做出必要的修正和补充。而如何获得燃烧室内气流参数,如  $P_b$  和  $T_b$  对于经验关系式的计算精度至关重要。因此,拉曼散射激光测量系统也可以在贫油熄火经验关系式的补充和改进中发挥作用。

### 3.3 低污染排放机理

燃烧室低污染研究面临的主要问题是在发动机慢车状态时因燃烧不完全而产生 CO 和 UHC,以及在发动机最大状态时因高温而产生 NO<sub>x</sub>。随着发动机对高推重比的要求,燃烧室出口温度和加力燃烧室进口温度都大幅度升高,其中燃烧室出口温度超过 2000 K。这就需要加强对高温环境下 NO<sub>x</sub> 等污染物生成机理的研究。

目前,关于燃烧室内污染物生成研究主要依靠数值分析计算,将计算结果与燃烧室出口组分的测量结果相对比,寻求污染物生成机理。但是仅仅通过对燃烧室出口气体成分的对比不能充分反映出燃烧室内污染物生成的过程,而采用 PLIF 等其他激光测量系统不能同时测量各污染物组分。

采用拉曼散射激光测量系统可以通过对燃烧室内 3 维流场、温度场和组分场的测量了解 NO<sub>x</sub>、CO 和 UHC 等污染物质量分数在不同工况下的变化规律,

可以通过改变主燃区油气匹配,改变回流区流动方式,以及运用各种低污染排放燃烧方法控制 NO<sub>x</sub>、CO 和 UHC 的生成。也可通过研究燃油喷射方式和雾化性能,研究主燃区油气混合、燃油喷嘴下游的燃油质量分数分布与 NO<sub>x</sub> 等污染物生成之间的规律。

## 4 结束语

目前,氢氧根离子标记测速以及拉曼散射温度、质量分数测量技术在应用上受到一些限制,但是这些技术具有不干扰流场、精度高、空间解析度高、测量范围广,以及可同时多点多组分测量等优点,在航空发动机燃烧室的研发过程中非常适用。

采用先进激光测量技术可为突破燃烧室关键设计问题提供技术上的有力支撑。

参考文献:

- [1] 李孝堂. 燃气轮机的发展及中国的困局 [J]. 航空发动机, 2011, 37(3): 1-7.
- [2] 张恩和. 对我国军用航空发动机发展的思考 [J]. 航空发动机, 2001, 27(3): 1-3.
- [3] 刘永泉. 航空动力技术发展展望 [J]. 航空科学技术, 2011 (4): 1-4.
- [4] 毛茂华, 黄春峰, 石小江. 先进航空发动机燃烧室试验温度激光测量技术[J]. 测控技术, 2010, 29(增刊 1): 76-83.
- [5] 陈炳贻, 陈国明. 航空发动机高温测试技术的发展[J]. 推进技术, 1996, 17(1): 92-96.
- [6] 王海泉. 航空发动机测试技术基础研究 [J]. 测控技术, 1983 (2): 1-8.
- [7] 李麦亮. 激光光谱诊断技术及其在发动机燃烧研究中的应用[D]. 长沙: 国防科学技术大学, 2004.
- [8] 胡文成, 张宝华, 王冬冬, 等. 激光诊断技术在航空发动机测试领域发展现状[J]. 航空发动机, 2010, 36(2): 50-53.
- [9] Pitz R W, Lahr M D, Douglas Z W, et al. Hydroxyl tagging velocimetry in a supersonic flow over a cavity [J]. Applied Optics, 2005, 44(31): 6692-6700.
- [10] WANG Peiyong. Investigation of stretch and curvature effects on flames [D]. Nashville: Vanderbilt University, 2006.
- [11] Pitz R W, Grady N R, Shopoff S W, et al. UV Raman scattering measurements of a mach 2 reacting flow over a piloted cavity[R]. AFRL-RZ-WP-2008-2036.
- [12] Ballal D R, Lefebvre A H. A general model of spark ignition for gaseous and liquid fuel-air mixtures [J]. Symposium (International) on Combustion, 1981, 18 (1): 1737-1746.
- [13] Lefebvre A H. Fuel effects on gas turbine combustion ignition, stability and combustion efficiency [J]. Journal of Engineering for Gas Turbines and Power, 1985, 107 (1): 24-37.